

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ РАБОТЫ КАТОДА-НЕЙТРАЛИЗАТОРА С ВЫСОКОЧАСТОТНЫМ РАЗРЯДОМ

Смирнов П.Е.* , Хартов С.А.** , Кашулин А.П.***

*Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, Россия*

** e-mail: paulsmyt93@gmail.com*

*** e-mail: skhartov@ya.ru*

**** e-mail: ap-k@list.ru*

Проблемы с обеспечением высокой надежности традиционных источников электронов для ионных двигателей привели авторов к идее использования в их качестве катода с плазменным высокочастотным разрядом (ВЧ). В таком устройстве плазма создаётся и поддерживается индуктивным разрядом высокой частоты. Отсутствие «нагруженных» (высокая температура, мощные потоки высокоэнергетичных частиц) электродов в нем снимает все вопросы обеспечения длительной работы катода. Эмиттером электронов, как и в полом катоде, является весь плазменный объём, что позволяет генерировать большие токи электронов. В работе описана схема лабораторного образца данного устройства, а также представлены результаты его экспериментальной отработки. Генерируемые ВЧ-катодом токи достигали 1,7 А при подводимой ВЧ-мощности 120 Вт. Приведена оценка эффективности ВЧ-катада.

Ключевые слова: источник электронов, высокочастотный индуктивный разряд, катод ионного двигателя, катод-нейтрализатор.

Введение

Высокий удельный импульс и малый расход рабочего тела в ионных двигателях (ИД) делают их выбор в качестве основы создания двигательной установки (ДУ) длительно функционирующих космических аппаратов (КА) [1] всё более популярным. Применение ИД на КА показывает эффективность таких устройств при осуществлении маневров коррекции орбиты, а также их использовании в качестве маршевых двигателей при исследовании Солнечной системы [1, 2]. Прорабатываются идеи использования ИД для всё большего спектра применений в космической технике [1, 3, 4]. В качестве недостатков таких двигателей следует отметить низкую тягу (на уровне мН), что обуславливает необходимость длительной работы ДУ [2, 5].

Ограничения по времени работы ИД (ресурс) чаще всего связаны с разрушением электродов ионно-оптической системы или с отказом источника электронов [2, 5]. В традиционной схеме ИД требуются источники электронов в качестве основного катода (для генерации ионов в разрядной камере), а также в качестве катода-нейтрализатора (для компенсации заряда ускоренного пучка ионов).

Наиболее часто в качестве таких источников электронов применяются полые катоды дугового типа, использующие в качестве эмиттера вставки на основе гексаборида лантана или пористого вольфрама с пропиткой ВаО [5].

При эксплуатации традиционные полые катоды требуют строгого соблюдения режима функционирования и очень чувствительны к взаимодействию материала эмиттера с незначительным количеством химически активных газов. Наличие таких газов в качестве примесей (даже на уровне тысячных долей) в рабочем теле в полости катода или их проникновение в полость катода из окружающей КА газовой среды приводит к падению плотности эмитируемого тока практически до нуля [5]. Это обуславливает высокие требования к контролю чистоты рабочего тела и к соблюдению технологии обращения с самим катодом как до выведения его в космос, так и при подготовке его к функционированию. Кроме того, при работе полого катода эмиттер для эффективной работы (достаточного уровня электронной эмиссии) должен быть нагрет до 0,6-0,8 от температуры плавления материала (внешним нагревателем или выпадающим на повер-

хность вставки ионным током), что приводит к сокращению ресурса его работы в результате сублимации и распыления материала вставки ионами. Это также ведет к дополнительным энергозатратам и продолжительной процедуре подготовки к функционированию — запуску катода [2, 5].

В последнее время начаты работы по созданию ИД, работающих на газах остаточной атмосферы Земли [4, 6]. Применение для их работы катодов традиционных схем практически невозможно.

Вышеперечисленные проблемы привели авторов к идее разработки катода для ИД на основе плазменного высокочастотного разряда. ВЧ-разряд относится к классу безэлектродных разрядов в случае замкнутого объема, а при функционировании в режиме полого катода в нем размещен электрод, служащий для задания потенциала. Этот электрод не подвержен большим тепловым и радиационным нагрузкам [7—19]. Кроме того, имеется значительный опыт использования в ВЧ-разряде химически активных газов [10, 12, 18, 20]. В работе приведено описание устройства, а также результаты его экспериментальной отработки.

Схема и принцип работы ВЧ-катода

Схема плазменного ВЧ-катода представлена на рис. 1. Разрядная камера (РК) выполнена из керамики Al_2O_3 . В рассматриваемой лабораторной модели её длина составляет 40 мм, а диаметр — 43 мм. Сопловая пластина, выполненная также из Al_2O_3 , закрывает камеру, поддерживая в ней необходимое давление рабочего тела. Для эмиссии электронов в этой пластине предусмотрена апертура. При подаче переменного ВЧ-тока в восьмивитковый медный

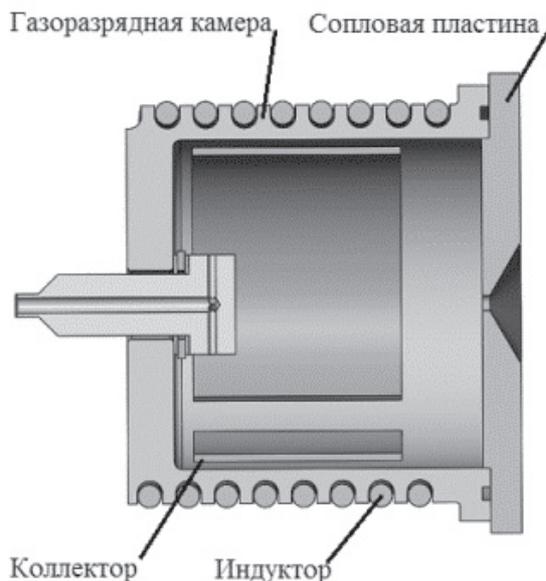


Рис. 1. Конструктивная схема катода

индуктор в полости РК, вокруг которой он намотан, индуцируется переменное магнитное поле высокой частоты. Магнитное поле генерирует вихревое электрическое поле, ускоряющее электроны. Для запуска катода нужны первичные электроны. Столкновение ускоренных электронов с атомами рабочего тела приводит к их ионизации, созданию и поддержанию плазменного образования внутри РК. Внутри камеры вдоль её стенок расположен молибденовый коллектор ионов, необходимый для поддержания квазинейтральности плазмы в устройстве. Коллектор имеет форму тонкостенной обечайки с разрезом, параллельным оси катода, что позволяет избежать протекания в нем наведенных вихревых токов. Кроме того, молибден устойчив к ионному распылению. По мере генерации электроны вылетают за сопловую пластину, ионы с эквивалентным зарядом выпадают на коллектор, где рекомбинируют, возвращаются в объем РК в виде нейтральных атомов и повторно ионизируются в разряде. Рабочее тело подается через газораспределитель, расположенный в донной части РК.

Описание эксперимента

Исследования проводились на стенде кафедры 208 МАИ. Стенд включает в себя вакуумную камеру объемом $0,7 \text{ м}^3$, откачная система которого имеет суммарную производительность до 8400 л/с , что обеспечивает динамический вакуум на уровне $1,33 \cdot 10^{-3} \text{ Па}$ при расходе рабочего тела до $0,65 \text{ мг/с}$.

В ходе экспериментального исследования была использована лабораторная модель катода с диаметром сопла 4 мм и площадью собирающей поверхности коллектора 3995 мм^2 . В качестве рабочего тела катода в данной серии экспериментов использовался ксенон.

На рис. 2 представлена схема эксперимента с лабораторной моделью катода. Электрическая схема питания катода включала ВЧ-генератор, согласующее устройство и источник постоянного тока для создания смещения потенциала между коллектором и мишенью. В экспериментах использовался ВЧ-генератор с рабочей частотой 2 МГц и мощностью до 600 Вт .

Согласующее устройство состоит из двух регулируемых конденсаторов и используется для согласования нагрузки с целью уменьшения отражённой мощности. Мишень, на которую подавался положительный потенциал, расположена напротив выходной апертуры катода на расстоянии 50 мм . Разница потенциалов между мишенью и заземлённым коллектором имитировала смещение потенциала между корпусом КА и пучком ускоренных ионов в

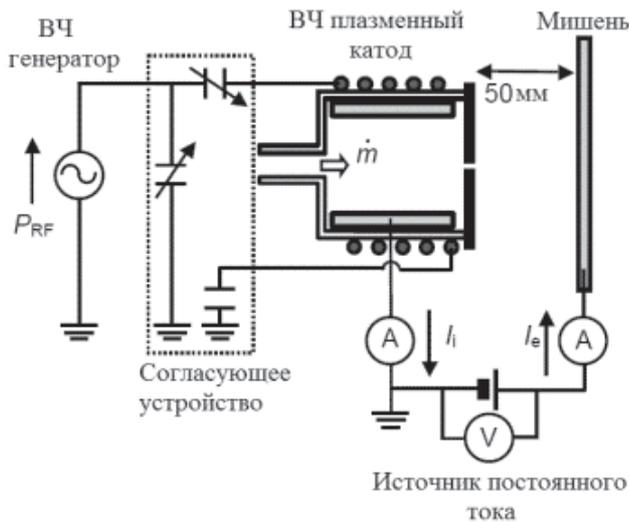


Рис. 2. Схема эксперимента

режиме нейтрализации электрического заряда. Все системы, за исключением катода и мишени, были смонтированы вне вакуумной камеры.

Обсуждение результатов эксперимента

Вольт-амперные характеристики

На рис. 3 представлены вольт-амперные характеристики (ВАХ), полученные при работе катода (ВЧ-мощность 100 Вт). Малый и относительно стабильный электронный ток был зафиксирован уже при потенциале мишени ниже 21, 23, 26, 32 В для соответственно расходов ксенона 13, 10, 7 и 4 стандартных см³/мин. Свыше указанных напряжений кривая тока претерпевает значительный «скачок».

Это можно объяснить одновременным действием увеличения потенциального барьера у поверхности коллектора, усиливающего ион-электронную эмиссию с него, и началом образования так называемого «плазменного моста», облегчающего выход электронов из апертуры сопловой пластины. Для расхода 1 см³/мин давление газа в полости катода недостаточно для образования «плазменного моста», а повышение ион-электронной эмиссии оказалось недостаточным для возникновения указанного скачка тока. После стабилизации режима «плазменного моста» уровень тока с повышением напряжения между коллектором и анализирующей пластиной продолжает расти, но уже не так значительно. Формирование «плазменного моста» за апертурой было зарегистрировано визуально, так как это образование имеет выраженную светимость (рис. 4).

Эксперименты показали, что для данной конструкции катода потенциал образования «плазменного моста» снижается с повышением расхода. Оптимальным по максимуму извлекаемого электронного тока оказался расход 7 см³/мин. С повышением или понижением расхода электронный ток снижается. Характер кривых совпадает с экспериментальными данными других авторов [7, 13, 15, 16].

Влияние уровня ВЧ-мощности на извлекаемый электронный ток

В ходе экспериментов были получены ВАХ при ВЧ-мощности на выходе из генератора 80, 100 и 120 Вт. Данные зависимости изображены на рис. 5.

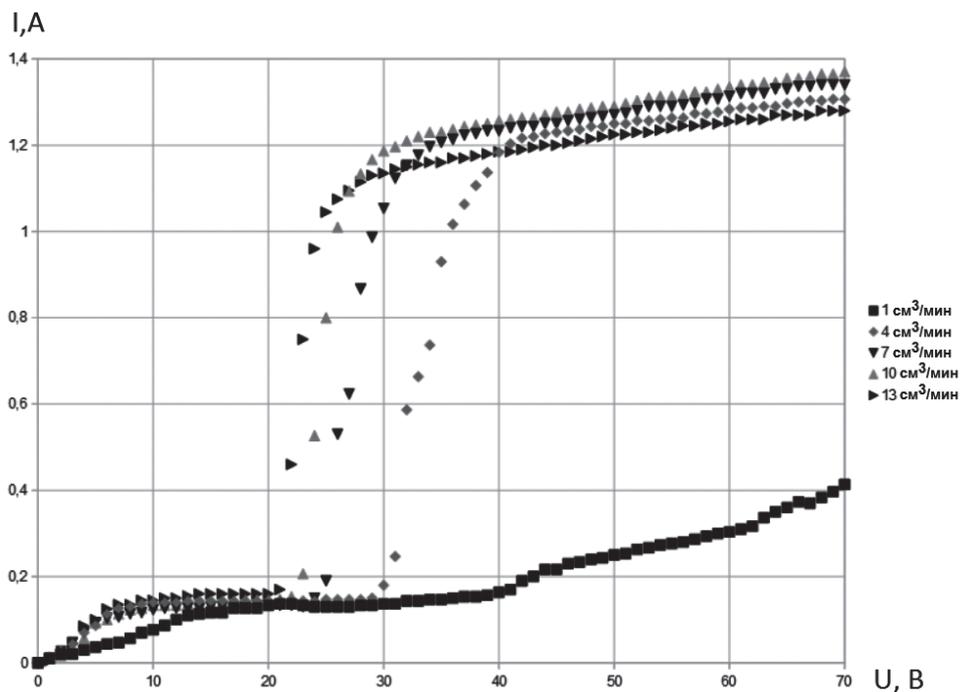


Рис. 3. Вольт-амперные характеристики катода при ВЧ-мощности 100 Вт

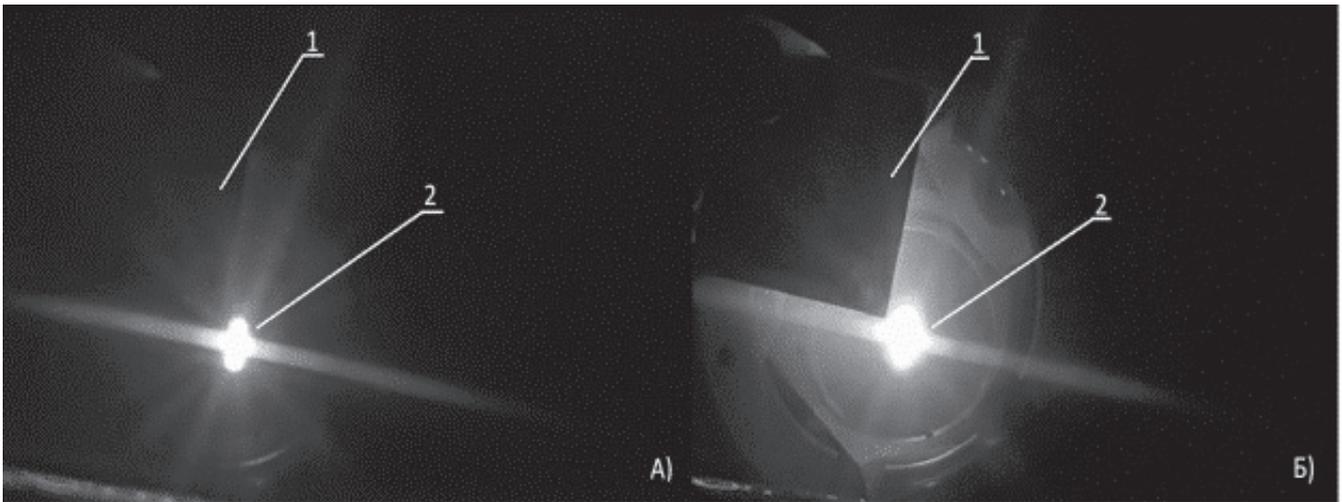


Рис. 4. Фотографии выходной апертуры катода во время работы: А — до образования плазменного моста; Б — после образования плазменного моста; 1 — мишень; 2 — сопло катода

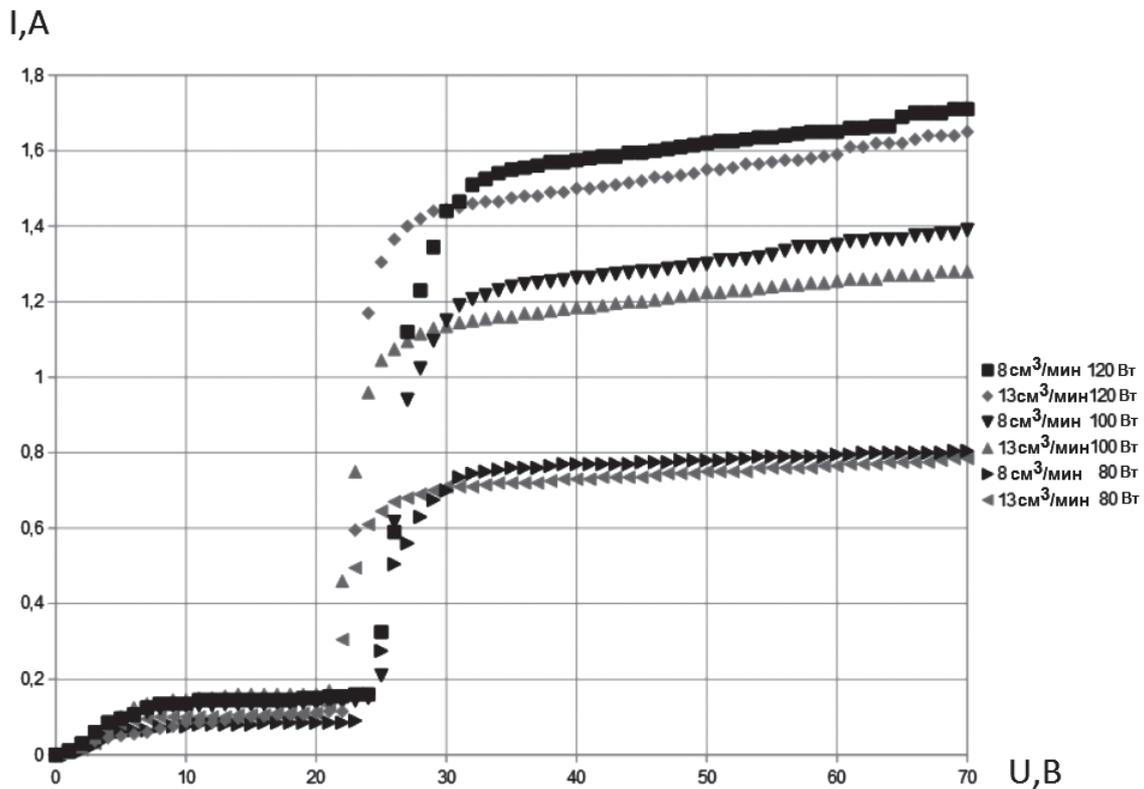


Рис. 5. Вольт-амперные характеристики катода при различной ВЧ-мощности

Результаты свидетельствуют об увеличении электронного тока на ~400 мА при повышении значения мощности на каждые 20 Вт.

Цена электрона и коэффициент использования рабочего тела

Для сравнения работы катодов очень важны параметры использования рабочего тела и эффективности поглощения подводимой мощности.

Коэффициент использования рабочего тела учитывает затраты массы рабочего тела на получение

единицы электронного тока и может быть выражен через отношение электронного тока к массовому расходу рабочего тела, пересчитанному в эквивалентные амперы:

$$\beta = \frac{I}{k\dot{m}}, \tag{1}$$

где I — электронный ток катода, мА; \dot{m} — объёмный расход рабочего тела, см³/мин; k — коэффициент пересчета расхода в эквивалентный ток, со-

здаваемый однократно заряженными атомами рабочего тела при расходе $1 \text{ см}^3/\text{мин}$, $\text{мА}/\text{см}^3/\text{мин}$ (для ксенона $k = 72,19 \text{ мА}/\text{см}^3/\text{мин}$).

Цена электрона определяет мощность, затраченную на создание единицы электронного тока, и определяется формулой

$$C = U + \frac{P}{I}, \quad (2)$$

где U — напряжение между коллектором и мишенью, В; P — подводенная ВЧ-мощность, Вт; I — сила электронного тока, А.

Зависимость этих параметров от цены электрона представлена на рис. 6. Анализ кривых на рисунке

характеристиками источников электронов, полученных другими исследователями [14]. Результаты сравнения приведены в таблице.

Анализ представленных в таблице данных свидетельствует, что исследованная нами лабораторная модель ВЧ-катода имеет характеристики, сопоставимые с аналогичными источниками электронов. По сравнению с полыми катодами с эмиттерами и СВЧ-разрядом эффективность генерации электронов уступает, но исследуемая лабораторная модель предназначалась для демонстрации возможности и не оптимизирована по параметрам и конструкции.

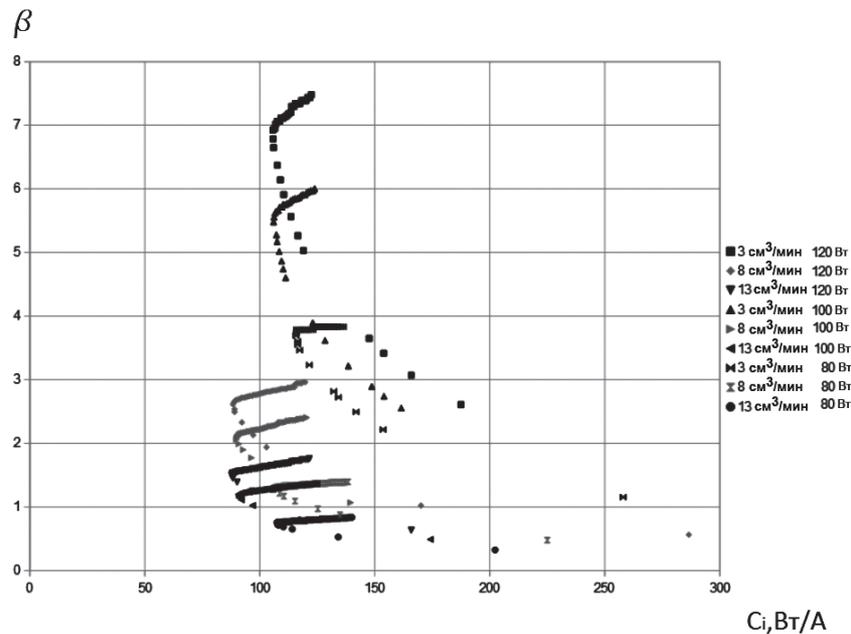


Рис. 6. Зависимость коэффициента использования рабочего тела от цены электрона

свидетельствует о том, что в ходе экспериментов были достигнуты коэффициенты использования рабочего тела свыше 7, а значение цены электрона в некоторых случаях опускалось ниже $100 \text{ Вт}/\text{А}$. При этом нужно отметить, что подаваемая ВЧ-мощность в экспериментах измерялась на выходе из генератора. Наличие в цепи индуктора согласующего устройства приводит к значительным потерям мощности [11, 12, 18]. Поэтому полученные значения цены электрона можно считать оценочными — на самом деле они могут быть существенно меньше, и в последующих исследованиях нужно приложить усилия по определению истинных значений.

Сравнение параметров исследуемого устройства с характеристиками других источников электронов

Представляет интерес сравнение достигнутых параметров лабораторной модели ВЧ-катода с ха-

Выводы

Разработана лабораторная модель ВЧ-катода — прототипа источника электронов для ионного двигателя. Проведены методические эксперименты по исследованию характеристик данной лабораторной модели. В ходе экспериментов удалось достигнуть уровня токи электронов $1,7 \text{ А}$ при 120 Вт ВЧ-мощности. Показатели эффективности этого устройства сопоставимы с параметрами аналогичных катодов, исследованных другими авторами, и источниками электронов других типов.

В дальнейшей работе авторы планируют проведение оптимизации конструкции катода: исследование влияния формы коллектора, сопловой пластины и газоразрядной камеры на извлекаемый электронный ток, работа с другими газами. Также планируется исследование совместной работы катода с ионным двигателем.

Тип катода	Рабочее тело	Объёмный расход, см ³ /мин	Электронный ток, А	Цена электрона, Вт/А	Коэффициент использования рабочего тела
Модель ВЧ-катода (индуктивный разряд), рассмотренная в этой работе	Хе	3	1,5	102	7
ВЧ-катод №1 (индуктивный разряд) Токийский университет	Хе	2	1,5	93	10,6
ВЧ-катод №2 (индуктивный разряд) Токийский университет	Хе	1,5	0,7	111	7,1
ВЧ-катод (индуктивный разряд) университет Висконсина	Аг	15	3,5	186	3,8
ВЧ-катод (емкостной разряд)	Хе	1,5	0,1	510	0,37
Накаливаемая вольфрамовая нить	Хе	3	0,3	205	1,4
Полый катод (вставка вольфрам+барий)	Хе	2	4	33	28
Катод с СВЧ-разрядом	Хе	1	0,5	70	11,5

Библиографический список

1. *Важенин Н.А., Обухов В.А., Плохих А.П., Попов Г.А.* Электрические ракетные двигатели космических аппаратов и их влияние на радиосистемы космической связи. — М.: ФИЗМАТЛИТ, 2012. — 432 с.
2. *Горшков О.А., Муравлёв В.А., Шагайда А.А.* Холловские и ионные плазменные двигатели для космических аппаратов / Под ред. А.С. Коротева. — М.: Машиностроение, 2008. — 278 с.
3. *Обухов В.А., Покрышкин А.И., Попов Г.А., Яшина Н.В.* Использование маршевой электроракетной двигательной установки для управления ориентацией КА // Вестник Московского авиационного института. 2009. Т. 16. №3. С. 30-40.
4. *Shabshelowitz Adam.* Study of RF Plasma Technology Applied to Air-Breathing Electric Propulsion. Dissertation submitted in partial fulfillment of the requirements for the degree of Doctor of Philosophy (Aerospace Engineering) in the University of Michigan. 2013. 188 p.
5. *Goebel Dan M., Katz Ira.* Fundamentals of electric propulsion: Ion and Hall Thruster. — JPL Space Science and Technology Series, Jhon Wiley & Sons. 2008. — 508 p.
6. *Канев С.В., Петухов В.Г., Попов Г.А., Хартов С.А.* Прямоточный электрореактивный двигатель для компенсации аэродинамического торможения низкоорбитальных космических аппаратов // Известия вузов. Авиационная техника. 2015. № 3. С. 35-40.
7. *Loyan A.V., Roshanpour S.* Helicon Electron source for operation with aggressive propellant. IEPC-2011-256 / Proc. of 30-th International Electric Propulsion Conference, 11-15 Sept. 2011, Wiesbaden, FRG. URL: http://erps.spacegrant.org/uploads/images/images/iepc_articledownload_1988-2007/2011index/IEPC-2011-256.pdf
8. *Sato J., Torii N., Satoshi Kasagami, Ota C., Aoyagi J., Takegahara H.* Effect on Electron Emission of Inductively Coupled Plasma Cathode's Length. IEPC-2013-435 // 33th International Electric Propulsion Conference, 6-10 Oct. 2013, Washington, USA. URL: http://erps.spacegrant.org/uploads/images/images/iepc_articledownload_1988-2007/2013index/pshhn12d.pdf
9. *Kuninaka H., Nishiyama K., Shimizu Y., Yamada T., Funaki I., Hosoda S., Koizumi H.* Re-ignition of Microwave Discharge Ion Engines on Hayabusa for Homeward Journey. IEPC-2007-9 // 30th International Electric Propulsion Conference, 17-20 Sept. 2007, Florence, Italy. URL: http://erps.spacegrant.org/uploads/images/images/iepc_articledownload_1988-2007/2007index/IEPC-2007-009.pdf
10. *Абгарян В.К., Лёб Х.В., Обухов В.А., Шкарбан И.И.* Высокочастотные источники ионов инертных и химически активных газов // Поверхность. Рентгеновские, синхротронные и нейтронные исследования. 2012. № 8. С. 70-77.
11. *Кралькина Е.А.* Индуктивный высокочастотный разряд низкого давления и возможности оптимизации источников плазмы на его основе // Успехи физических наук. 2008. Т. 178. № 5. С. 519-540.
12. *Lotz B.* Plasma physical and material physical aspects of the application of atmospheric gases as a propellant for Ion-Thruster of the RIT Type assessment. Dissertation for the degree of Doctor of Philosophy (Natural Sciences). University of Giessen (FB -07 Physics), May 2013, 139 p.
13. *Loeb H.W., Schartner K.-H., Meyer B.K., Feili D., Weis St., Kirmse D.* Forty Years of Giessen EP-Activities and the Recent RIT-Microthruster Development. IEPC-2005-031 // 29th International Electric Propulsion Conference, 31 Oct. — 4 Nov. 2005, Princeton University, Princeton, USA. URL: http://erps.spacegrant.org/uploads/images/images/iepc_articledownload_1988-2007/2005index/031.pdf
14. *Hatakeyama T., Irie M., Watanabe H., Okutsu A., Aoyagi J., Takegahara H.* Preliminary study on Radio Frequency Neutralizer for Ion Engine. IEPC-2007-226

- // 30th International Electric Propulsion Conference, 17-20 Sept. 2007, Florence, Italy. URL: http://erps.spacegrant.org/uploads/images/images/iepc_articledownload_1988-2007/2007index/IEPC-2007-226.pdf
15. *Feili D., Collingwood C. M., Lotz B., Loeb H. W., Musso F., Di Cara D.* Radio-Frequency Micro Thrusters and Their Applications // Труды МАИ. 2012. № 60. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=35404>
 16. *Raitzes Y., Hendryx J.K., Fisch N.J.* A Parametric Study of Electron Extraction from a Low Frequency Inductively coupled RF-Plasma Source. IEPC-2009-024 // 31st International Electric Propulsion Conference, 20-24 Sept. 2009, University of Michigan, USA. URL: http://erps.spacegrant.org/uploads/images/images/iepc_articledownload_1988-2007/2009index/IEPC-2009-024.pdf
 17. *Jahanbakhsh S., Celik M.* Theoretical Investigation and Modeling of Current Extraction from a Radio-Frequency Cathode. AIAA 2014-3402 // AIAA Propulsion and Energy Forum 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 28-30 July 2014, Cleveland, Ohio, USA. DOI: 10.2514/6.2014-3402
 18. *Leiter H.J., Loeb H.W., Schartner K.-H.* The RIT15 Ion Engines — A survey of the present state of Radio Frequency Ion Thruster technology and its future potentiality // 3rd International Conference on Spacecraft Propulsion, 10-13 October 2000, Cannes, France. 2001, pp. 423-432. URL: https://www.researchgate.net/publication/234487517_The_RIT_15_Ion_Engines_-_A_Survey_of_the_Present_State_of_Radio_Frequency_Ion_Thruster_Technology_and_its_Future_Potentiality
 19. *Абгарян В.К., Круглов К.И.* Компьютерное моделирование тепловых процессов в высокочастотном ионном двигателе высокой мощности // Материалы XIX Международной конференции по вычислительной механике и современным прикладным программным системам (ВМСППС 2015), Алушта, 2015. С. 25-27.
 20. *Калитин С.А., Обухов В.А., Шаламов М.М.* Исследование интегральных характеристик инжектора смешанного пучка легких и тяжелых ионов // Вестник Московского авиационного института. 1995. Т. 2. № 2. С. 34-38.

EXPERIMENTAL STUDY OF RADIOFREQUENCY CATHODE-NEUTRALIZER

Smirnov P.E.* , Khartov S.A. , Kashulin A.P.*****

*Moscow Aviation Institute (National Research University),
MAI, 4, Volokolamskoe shosse, Moscow, A-80, GSP-3, 125993, Russia*

* e-mail: paulsmyt93@gmail.com

** e-mail: skhartov@ya.ru

*** e-mail: ap-k@list.ru

Abstract

High specific impulse and low mass-flow rate of ion thrusters (IT) make them increasingly popular choice as a spacecraft propulsion system. Recent missions demonstrate the efficiency of these thrusters in such missions as orbit correction and exploration of Solar system. Moreover, there are many developing ideas of creating spacecraft with IT for wider spectrum of missions. However, IT needs to have a longer operation time, due to the small thrust (about several mN).

As a rule, such thrusters failure occurs due to the destruction of Ion Optics electrodes or failure of electron source. IT needs electron sources as a main cathode (for plasma producing), and as a cathode-neutralizer (to neutralize potentials of ion beam). Hollow cathodes are most used devices for Ion propulsion applications, due to low gas consumption and high electron current density.

Application of lanthanum hexaboride or tungsten with BaO impregnating as an emitter material, leads to the necessity of strict sustenance of hollow cathodes operational parameters. Interaction of emitter material

with a small quantity of poison gas leads to its surface contamination and, as a consequence, to decreasing of the recoverable current even down to zero. It leads to more requirements to the gas purity, and hollow cathode handling prior to its placement in space. Moreover, to ensure effective operation, the emitter should be heated up to 0.6-0.8 of its melting temperature by the external heater, which, in turn, causes the emitter material evaporation (life span reduction), power consumption increase and longer cathode start-up procedure.

The problems of high reliability of traditional electron sources for ion thrusters led the authors to the idea apply them as cathode with plasma high-frequency discharge. In such device, plasma is generated and sustained by radiofrequency induction discharge. The absence of "loaded" (high temperature, powerful flows of charged particles) electrodes eliminates all problems of the cathode long-term operation provision. As with hollow cathode, the bulk plasma volume acts as an electron emitter, which allows generate high electron currents. The article describes the scheme of the

prototype of this device, and the results of its experimental development. Currents generated by the high-frequency cathode were achieving up to 1.7 A at the input power of 120 W. Effectiveness evaluation of the high-frequency cathode is presented.

Keywords: electron source, radiofrequency discharge, ion thruster cathode, cathode-neutraliser.

References

1. Vazhenin N.A., Obukhov V.A., Plokhikh A.P., Popov G.A. *Elektricheskie raketnye dvigateli kosmicheskikh apparatov i ikh vliyaniye na radiosistemy kosmicheskoi svyazi* (Spacecraft electric propulsion thrusters and their effect on radio systems of space communication), Moscow, FIZMATLIT, 2012, 432 p.
2. Gorshkov O.A., Muravlev V.A., Shagaida A.A. *Khollovskie i ionnye plazmennye dvigateli dlya kosmicheskikh apparatov* (Hall and ion plasma thrusters for spacecraft), Moscow, Mashinostroenie, 2008, 432 p.
3. Obukhov V.A., Pokryshkin A.I., Popov G.A., Yashina N.V. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2009, vol. 16, no. 3, pp. 30-40.
4. Shabshelowitz Adam. *Study of RF Plasma Technology Applied to Air-Breathing Electric Propulsion. Dissertation submitted in partial fulfillment of the requirements for the degree of Doctor of Philosophy (Aerospace Engineering) in the University of Michigan*, 2013, 188 p.
5. Goebel Dan M., Katz Ira. *Fundamentals of electric propulsion: Ion and Hall Thruster*, Jhon Wiley & Sons, 2008, 508 p.
6. Kanev S.V., Petukhov V.G., Popov G.A., Khartov S.A. *Izvestiya Vuzov. Aviatsionnaya tekhnika*, 2015, no. 3, pp. 35-40.
7. Loyan A.V., Roshanpour S. Helicon Electron source for operation with aggressive propellant. *30-th International Electric Propulsion Conference*, Wiesbaden, FRG, 11-15 Sept. 2011, IEPC-2011-256, available at: http://erps.spacegrant.org/uploads/images/images/iepc_articledownload_1988-2007/2011index/IEPC-2011-256.pdf
8. Sato J., Torii N., Satoshi Kasagami, Ota C., Aoyagi J., Takegahara H. Effect on Electron Emission of Inductively Coupled Plasma Cathode's Length. *33th International Electric Propulsion Conference*, Washington, USA, 6-10 Oct. 2013, IEPC-2013-435, available at: http://erps.spacegrant.org/uploads/images/images/iepc_articledownload_1988-2007/2013index/psuh12d.pdf
9. Kuninaka H., Nishiyama K., Shimizu Y., Yamada T., Funaki I., Hosoda S., Koizumi H. Re-ignition of Microwave Discharge Ion Engines on Hayabusa for Homeward Journey. *30th International Electric Propulsion Conference*, Florence, Italy, 17-20 Sept. 2007, IEPC-2007-9, available at: http://erps.spacegrant.org/uploads/images/images/iepc_articledownload_1988-2007/2007index/IEPC-2007-009.pdf
10. Abgaryan V.K., Leb Kh.V., Obukhov V.A., Shkarban I.I. *Poverkhnost'. Rentgenovskie, sinkhrotronnye i neitronnye issledovaniya*, 2012, no. 8, pp. 70-77.
11. Kral'kina E.A. *Uspekhi fizicheskikh nauk*, 2008, vol. 178, no. 5, pp. 519-540.
12. Lotz B. *Plasma physical and material physical aspects of the application of atmospheric gases as a propellant for Ion-Thruster of the RIT Type assessment - dissertation for the degree of Doctor of Philosophy (Natural Sciences)*. University of Giessen (FB -07 Physics), May 2013, 139 p.
13. Loeb H.W., Schartner K.H., Meyer B.K., Feili D., Weis St., Kirmse D. Forty Years of Giessen EP-Activities and the Recent RIT-Microthruster Development. *29th International Electric Propulsion Conference*, Princeton University, Princeton, USA, 31 Oct. – 4 Nov. 2005, IEPC-2005-031, available at: http://erps.spacegrant.org/uploads/images/images/iepc_articledownload_1988-2007/2005index/031.pdf
14. Hatakeyama T., Irie M., Watanabe H., Okutsu A., Aoyagi J., Takegahara H. Preliminary study on Radio Frequency Neutralizer for Ion Engine. *30th International Electric Propulsion Conference*, Florence, Italy, 17-20 Sept. 2007, IEPC-2007-226, available at: http://erps.spacegrant.org/uploads/images/images/iepc_articledownload_1988-2007/2007index/IEPC-2007-226.pdf
15. Feili D., Collingwood C.M., Lotz B., Loeb H. W., Musso F., Di Cara D. *Trudy MAI*, 2012, no. 60, available at: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=35404>
16. Raitsev Y., Hendryx J.K., Fisch N.J. A Parametric Study of Electron Extraction from a Low Frequency Inductively coupled RF-Plasma Source. *31st International Electric Propulsion Conference*, University of Michigan, USA, 20-24 Sept. 2009, available at: http://erps.spacegrant.org/uploads/images/images/iepc_articledownload_1988-2007/2009index/IEPC-2009-024.pdf
17. Jahanbakhsh S., Celik M. Theoretical Investigation and Modeling of Current Extraction from a Radio-Frequency Cathode. *AIAA Propulsion and Energy Forum*, Cleveland, Ohio, USA, 28-30 July. AIAA 2014-3402. DOI: 10.2514/6.2014-3402
18. Leiter H.J., Loeb H.W., Schartner K.-H. The RIT15 Ion Engines – A survey of the present state of Radio-Frequency Ion Thruster technology and its future potentiality. *Spacecraft Propulsion, Third International Conference* held 10-13 October, 2000 at Cannes, France. Edited by R.A. Harris. European Space Agency ESASP-465, 2001, pp. 423-432.
19. Abgaryan V.K., Kruglov K.I. *Materialy XIX Mezhdunarodnoi konferentsii po vychislitel'noi mekhanike i sovremennym prikladnym programmnyim sistemam (VMSPPS 2015)*, Alushta, Russia, 2015, pp. 25-27.
20. Kalitin S.A., Obukhov V.A., Shalamov M.M. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 1995, vol. 2, no. 2, pp. 34-38.